

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE  
INSTITUT NATIONAL  
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE  
PARIS

①1 N° de publication : **2.149.090**  
(A n'utiliser que pour  
le classement et les  
commandes de reproduction.)  
②1 N° d'enregistrement national : **72.25916**  
(A utiliser pour les paiements d'annuités,  
les demandes de copies officielles et toutes  
autres correspondances avec l'I.N.P.I.)

# ①5 BREVET D'INVENTION

PREMIÈRE ET UNIQUE  
PUBLICATION

②2 Date de dépôt ..... 11 juillet 1972, à 16 h.  
Date de la décision de délivrance..... 26 février 1973.  
Publication de la délivrance..... B.O.P.I. — «Listes» n. 12 du 23-3-1973.

⑤1 Classification internationale (Int. Cl.) G 01 I 19/00//B 64 d 43/00; G 01 k 1/00;  
G 01 I 7/00.

⑦1 Déposant : Société dite : DORNIER AG., résidant en République Fédérale d'Allemagne.

⑦3 Titulaire : *Idem* ⑦1

⑦4 Mandataire : O. Ch. Mahler & G. F. Frankhauser, Conseils en brevets d'invention, 13, rue du  
Général-de-Castelnau, 67000 Strasbourg.

⑤4 Dispositif de chauffage pour les sondes aérodynamiques.

⑦2 Invention de :

③3 ③2 ③1 Priorité conventionnelle : *Demande de brevet déposée en République Fédérale d'Allemagne  
le 31 juillet 1971, n. P 21 38 495.2 au nom de la demanderesse.*

La présente invention a pour objet un dispositif de chauffage pour les sondes aérodynamiques et, en particulier, celles utilisées sur les appareils volants, pour mesurer des grandeurs aérodynamiques, telles que la pression totale, la pression statique, et la température totale.

A l'aide des sondes aérodynamiques de ce genre, par exemple de tubes de Pitot ou de Prandtl, ou de dispositifs analogues, on obtient des paramètres essentiels pour la portance des corps aérodynamiques, et à partir de la pression statique, on peut déterminer immédiatement la hauteur barométrique (par exemple selon la norme de l'OACI). Pour mesurer la pression totale à l'aide de tubes de Pitot, on prévoit des alésages orientés également dans le corps de sonde dont l'ouverture, à la face frontale de la sonde, est dirigée à l'encontre de la direction de soufflage, lesdits alésages débouchant dans un tube manométrique. Pour déterminer la température totale on peut remplacer le tube manométrique par des palpeurs de température (thermo-éléments) dans une disposition analogue aux tubes de Pitot. Afin de mesurer la pression statique, les sondes présentent des alésages radiaux, répartis sur le pourtour du corps de la sonde. Vu que théoriquement, la pression statique ne peut être mesurée que sur une sonde de longueur infinie et qui est placée dans le courant, on prend certaines mesures qui permettent de simuler sur les sondes les conditions de pression qui apparaîtraient théoriquement sur une sonde de longueur infinie. Ces mesures peuvent consister à placer la sonde à l'aide d'une tige sur l'appareil volant, et c'est à cette tige qu'incombe la fonction de compenser entièrement ou partiellement l'erreur de la pression statique, faussée par l'effet de refoulement sur l'appareil. On peut aussi compenser les conditions de pression faussées en donnant une forme appropriée au corps de la sonde.

Il est bien connu que, dans certaines conditions, un givrage se produit pendant le vol et cela aussi bien sur l'avion même que sur les sondes aérodynamiques qui y sont fixées. Le givrage modifie d'une part la forme du corps de la sonde, si bien que les valeurs mesurées ne correspondent plus aux conditions effectivement existantes. Et d'autre part, le givrage peut conduire au rétrécissement ou même l'obturation totale des orifices de prise de pres-

sion prévus sur le corps de la sonde.

Pour éviter de tels effets indésirables, il est bien connu de prévoir sur les sondes aérodynamiques des dispositifs de chauffage, tels que par exemple, des chauffages par résistance électrique.

- 5 Pour ce genre de chauffage, on place en général les fils chauffants hélicoïdaux dans le corps de la sonde et éventuellement on les fixe par soudage.

- Par suite de la dissipation importante de chaleur sur les sondes pendant le vol on est obligé de prévoir, pour les dispositifs de chauffage de ce genre, des installations à grande puissance calorifique pour assurer sans faute le dégivrage. Grâce à cette grande puissance calorifique produite par l'installation, les sondes sont cependant surchauffées quand la dissipation de chaleur est faible, par exemple quand l'appareil se trouve encore au sol avant le
- 15 décollage. Il s'ensuit, entre autres, que les surfaces des sondes se calament et que les résistances se grillent. La solution de ne mettre le dispositif de chauffage en service qu'en cas de givrage est ~~importante~~ <sup>opportune</sup> grâce au fait que d'une part l'équipage est pleinement occupé par ses autres tâches et que l'on ne doit pas lui imposer des
- 20 devoirs supplémentaires de surveillance et que d'autre part, il n'est pas toujours possible de reconnaître avec certitude les conditions pouvant provoquer le givrage. En outre, le fonctionnement du dispositif de chauffage doit être vérifié par le personnel au sol et l'échauffement relativement important des corps de sonde risque
- 25 d'exposer le personnel au sol au danger de brûlures. Mais pour les raisons données ci-dessus, les dispositifs de chauffage pour les sondes sont en général mis sous tension déjà avant le décollage de l'appareil.

- La présente invention a pour objet la réalisation d'un
- 30 dispositif de chauffage pour les sondes aérodynamiques qui fonctionne avec une puissance absorbée élevée lorsque la dissipation de chaleur est importante (conditions de givrage). Si la température tombe au-dessous d'un degré donné, le chauffage doit donc fonctionner en absorbant le maximum de puissance possible, de manière à
- 35 provoquer un dégivrage efficace ainsi que l'évaporation de l'eau qui pourrait se trouver dans les orifices de prise de pression et les alésages de mesure. Mais au-dessus de ce degré de température,

la puissance absorbée doit être automatiquement et sensiblement réduite. Ce dispositif de chauffage ne doit demander qu'un minimum d'éléments de construction et il doit même être susceptible d'être incorporé ultérieurement dans les sondes aérodynamiques déjà existantes.

Ce but est atteint selon l'invention du fait que, pour obtenir une haute puissance calorifique quand la température ambiante est basse et pour limiter la puissance absorbée dès qu'une certaine température prédéterminée est atteinte (température d'évaporation), on incorpore dans le corps de sonde des éléments de chauffage constitués par des conducteurs qui présentent une résistance à coefficient de température non linéaire positif, c'est-à-dire des conducteurs dont la résistance augmente peu dans une certaine gamme de température, tandis qu'elle augmente beaucoup dans une gamme de température plus élevée qui fait suite à la première. Un dispositif de chauffage réalisé selon l'invention permet, grâce aux caractéristiques des résistances à coefficient de température positif non linéaire servant d'éléments chauffants, d'obtenir d'une manière extrêmement simple une limitation automatique du chauffage du corps de sonde si la dissipation de chaleur est insuffisante, tout en assurant le chauffage du corps de sonde à une température à laquelle le givrage est évité avec certitude. On peut donc se dispenser de l'utilisation de palpeurs de température et des dispositifs de réglage de la puissance calorifique influencés par ces derniers, tout en évitant les dommages causés à la sonde et au chauffage lui-même par surchauffe ainsi qu'une surcharge du réseau électrique à bord de l'appareil.

L'invention sera expliquée plus en détail à l'aide du dessin annexé dont la figure unique illustre le dispositif de chauffage selon l'invention, incorporé dans une sonde représentée en coupe longitudinale.

La sonde montrée sur le dessin est constituée par un tube de Pitot pour la mesure de la pression statique, qui s'oriente automatiquement dans le courant. Le chiffre de référence 1 désigne le corps de la sonde, 2 est le mât de support solidaire de l'avion et 3 l'empennage annulaire prévu sur le corps de la sonde 1. De manière connue, ce dernier contient un alésage axial 5, destiné à

mesurer la pression totale, dont l'ouverture 6 à la face frontale du corps de sonde 1 est dirigée vers le souffle d'air arrivant. Le tube de mesure 8 pour la mesure de la pression totale est disposé à l'intérieur du corps de sonde 1. Le corps de sonde 1 loge, en outre, un tube de mesure 9 pour la prise de la pression statique. Les deux tubes de mesure 8 et 9 sont reliés respectivement et de manière connue à un indicateur de pression différentielle et à un indicateur de pression absolue, qui ne sont cependant pas montrés sur le dessin. Répartis sur le pourtour du corps de sonde 1, à un certain écart de l'orifice 6 pour la mesure de la pression totale, des alésages 7 radiaux sont pratiqués dans le corps de sonde 1 pour servir à la prise de pression statique et à sa conduite vers le tube de mesure 9.

A l'intérieur 16 du corps de sonde 1, des éléments de chauffage 10, 11, 12, 13, 14 et 15 sont disposés à ceux des points du corps de sonde qui sont plus particulièrement exposés au risque de givrage. Les éléments de chauffage sont constitués par des conducteurs présentant une résistance à coefficient de température positif non linéaire et qui sont branchés en parallèle, par l'intermédiaire de conduites d'alimentation électriques appropriées (non montrées sur le dessin), sur une source de courant électrique. Les éléments de chauffage 10 à 15 présentent une forme annulaire et les creux 21 à leur intérieur servent à la communication entre les orifices et alésages 6 et 7 dans le corps de sonde 1 et les tubes de mesure 8 et 9, destinés à mesurer respectivement la pression totale et la pression statique. La surface périphérique 22 des éléments de chauffage s'applique à la paroi intérieure 17 du corps de sonde 1, ce qui améliore le transfert de chaleur. A l'aide d'un joint universel 25, le corps de sonde est logé omnilatéralement orientable par rapport à l'avion et au mât de support 2 qui est solidaire de ce dernier. L'empennage annulaire 3 permet au corps de sonde 1 de s'orienter dans la direction instantanée de l'arrivée du souffle d'air.

Le fonctionnement du dispositif de chauffage décrit ci-dessus est comme suit :

Les éléments de chauffage 10 à 15 sont des résistances électriques présentant une faible résistance ohmique dont la va-

leur en fonction de la température n'augmente que peu jusqu'à ce qu'une certaine température prédéterminée soit atteinte. Dès que cette température prédéterminée est atteinte, la résistance s'accroît brusquement. Quand on met le chauffage en marche avant le

5 décollage de l'appareil, les éléments chauffants 10 à 15 absorbent la puissance prédéterminée et transmettent la chaleur au corps de sonde 1 jusqu'à ce que la température voulue soit atteinte. L'écoulement d'air, dans lequel le corps de sonde 1 baigne pendant le vol, augmente la dissipation de chaleur, si bien que le corps de sonde 1

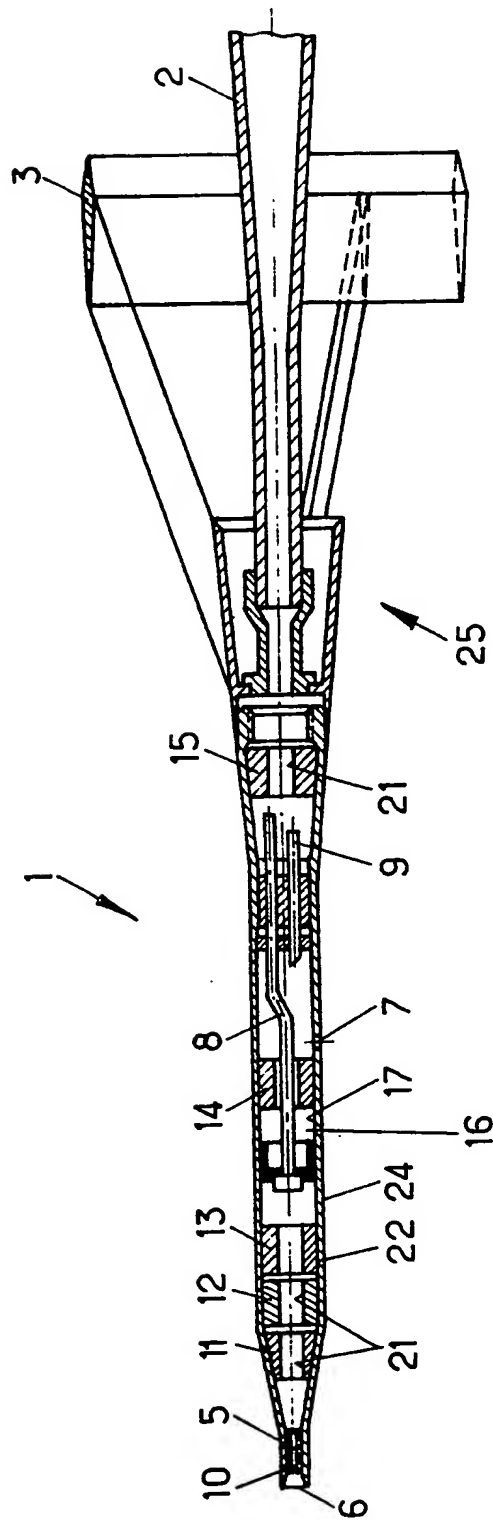
10 se refroidit à nouveau à une température au-dessous de la température prédéterminée et qu'il transmet cette basse température aux éléments de chauffage 10 à 15. Par conséquent, la puissance absorbée par ces éléments augmente à nouveau. Dans la gamme au-dessous de la température prédéterminée, les éléments de chauffage absor-

15 bent donc toujours la puissance maximum préréglée et le corps de sonde 1 est toujours réchauffé à une température supérieure à la température de givrage, tandis que toute détérioration de la surface de sonde ou de l'installation électrique est écartée.

REVENDEICATIONS

1. Dispositif de chauffage pour les sondes aérodynamiques et, en particulier, celles utilisées sur les appareils volants, pour mesurer des grandeurs aérodynamiques, telles que la pression totale, la pression statique et la température totale, caracté-
- 5 risé en ce que, pour obtenir une haute puissance calorifique quand la température ambiante est basse et pour limiter la puissance absorbée dès qu'une température prédéterminée est atteinte (température d'évaporation), on incorpore dans le corps de sonde
- 10 (1) des éléments de chauffage constitués par des conducteurs (10, 11, 12, 13, 14 et 15) présentant une résistance à coefficient de température positif non linéaire, c'est-à-dire dont la résistance augmente peu dans une certaine gamme de température, tandis qu'elle augmente beaucoup dans une gamme de température plus élevée qui fait suite à la première.
- 15 2. Dispositif de chauffage selon la revendication 1, caractérisé en ce que les éléments de chauffage présentent une forme annulaire et qu'ils sont disposés dans le corps de la sonde aux points exposés au risque de givrage.

2149090





**This Page is Inserted by IFW Indexing and Scanning  
Operations and is not part of the Official Record**

**BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images include but are not limited to the items checked:

- ☐ BLACK BORDERS
- ☐ IMAGE CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- ☐ FADED TEXT OR DRAWING
- ☒ BLURRED OR ILLEGIBLE TEXT OR DRAWING
- ☐ SKEWED/SLANTED IMAGES
- ☐ COLOR OR BLACK AND WHITE PHOTOGRAPHS
- ☐ GRAY SCALE DOCUMENTS
- ☐ LINES OR MARKS ON ORIGINAL DOCUMENT
- ☐ REFERENCE(S) OR EXHIBIT(S) SUBMITTED ARE POOR QUALITY
- ☐ OTHER: \_\_\_\_\_

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning these documents will not correct the image problems checked, please do not report these problems to the IFW Image Problem Mailbox.**